

小型超音速飛行実験機（オオワシ）の空力設計、空力評価、および飛行性能予測

その他（別言語等）のタイトル	Aerodynamic Design, Characterization, and Flight Capability Prediction of the Small-scale Supersonic Flight Experiment Vehicle “Oowashi”
著者	溝端 一秀, 大石 栄, 鈴木 祥弘, 近藤 賢, 渡口 翼
雑誌名	室蘭工業大学紀要
巻	64
ページ	45-54
発行年	2015-03-13
URL	http://hdl.handle.net/10258/3778

小型超音速飛行実験機（オオワシ）の空力設計、空力評価、および飛行性能予測

その他（別言語等）のタイトル	Aerodynamic Design, Characterization, and Flight Capability Prediction of the Small-scale Supersonic Flight Experiment Vehicle “Oowashi”
著者	溝端 一秀, 大石 栄, 鈴木 祥弘, 近藤 賢, 渡口 翼
雑誌名	室蘭工業大学紀要
巻	64
ページ	45-54
発行年	2015-03-13
URL	http://hdl.handle.net/10258/3778

小型超音速飛行実験機（オオワシ）の空力設計、空力評価、および飛行性能予測

溝端 一秀^{*1*2}, 大石 栄^{*3}, 鈴木 祥弘^{*4}, 近藤 賢^{*4}, 渡口 翼^{*4}

Aerodynamic Design, Characterization, and Flight Capability Prediction of the Small-scale Supersonic Flight Experiment Vehicle “Oowashi”

Kazuhide MIZOBATA^{*1*2}, Sakae OISHI^{*3}, Yoshihiro SUZUKI^{*4}, Satoshi KONDOH^{*4} and Tsubasa TOGUCHI^{*4}

(原稿受付日 平成 26 年 11 月 28 日 論文受理日 平成 27 年 1 月 22 日)

Abstract

Innovation in technologies for high-speed atmospheric flights is essential for establishment of both supersonic/hypersonic and reusable space transportations. It is quite effective to verify such technologies through small-scale flight tests in practical high-speed environments, prior to installation to large-scale vehicles. Thus we are developing a small-scale supersonic flight experiment vehicle as a flying test bed. Two generations of aerodynamic configuration with a cranked-arrow main wing are proposed. Their aerodynamics are analyzed intensively through wind tunnel tests and are found to be favorable. On the basis of the aerodynamic characterization and propulsion design analysis, it is predicted that some thrust enhancement and/or drag reduction in the transonic regime are required for realization of supersonic flights up to Mach 2. For this end, aerodynamic configuration modification based on the area rule is being applied.

Prior to the construction of the supersonic vehicles, a full scale prototype vehicle and subscale vehicles are designed and fabricated in order to verify the subsonic flying characteristics through flight tests. Preliminary flight tests of the 1st-generation prototype vehicle are carried out and good flight capability in subsonic regime is demonstrated. In addition, a subscale vehicle is being fabricated in house for cost-effective and repeated preliminary flight tests.

Keywords : Cranked-arrow wing, Supersonic, Flying Test Bed, Flight Test, Jet Propulsion

1 背景および目的

大陸間輸送および地球周回軌道への往還輸送システムを革新する必要性が近年高まってきており、しかも両者を実現するための基盤技術は大気中を高速度で飛行するためのものであり、共通である。

そのような大気中を高速度で飛行するための基盤技術は、飛行試験によって実際の高速飛行環

境においてその機能・性能を実証することが肝要である。そこで、各種基盤技術を実際の高速飛行環境で実証するためのフライングテストベッドとして、マッハ2程度までの速度で飛行できる小型実験機を構築することを目指している。推進器としては、反転軸流ファン式ターボジェットエンジン⁽¹⁾を自主設計しており、これを搭載する双発機体形状（M2006形状）を第一世代機体のベースラインとしている。

この小型超音速飛行実験機には、自力で滑走・離陸し、上昇・加速・超音速巡航を経て、自力で進入・着陸する性能を付与することが望ましい。従って、超音速飛行性能に重点を置きつつも亜音速飛行性能も欠かすことができない。そこで、超

*1 室蘭工業大学 もの創造系領域
*2 室蘭工業大学 航空宇宙機システム研究センター
*3 室蘭工業大学 航空宇宙システム工学専攻修了
*4 室蘭工業大学 航空宇宙システム工学専攻

音速実験機と同一の形状・寸法のプロトタイプ機体を製作し、亜音速飛行試験を実施することによって、亜音速飛行性能を検証している。

さらに、超音速飛行に一層適合したエアターボラムジェット・ガスジェネレーターサイクル (ATR-GG) エンジン⁽²⁾の設計とこれを搭載する第二世代機体の設計を進めている。

本稿では、これらの取り組みのうち空気力学の範疇に属する事項、すなわち機体の空力設計、空力特性評価、およびそれらに基づく飛行性能予測および予備的飛行試験を概観する。第2節では機体の空力形状設計と空力評価について、第3節では飛行性能予測について述べる。第4節では遷音速域における抗力低減の取り組みを、第5節では予備的飛行試験について述べる。第6節はまとめである。

2 機体の空力設計と空力評価

2.1 第一世代実験機の空力形状

反転軸流ファン式ターボジェットエンジンを二基搭載しマッハ2程度の超音速飛行が可能な機体空力形状として図1の M2006 形状が提案された。遷音速・超音速域での造波抗力低減を狙って翼面にはダイヤモンド翼型を採用し、亜音速空力特性を改善するために主翼平面形状をクランクトアローとしている。ロール安定確保のために高翼式とし、上反角 1° を与えている。

この M2006 空力形状について 2006 年度から 2008 年度にかけて JAXA/ISAS 高速気流総合実験設備において低亜音速～超音速 (M0.3～2.0) の範囲で綿密に風洞試験を実施し、揚力・抗力特性、ピッチング静安定と適正重心位置、ヨートリム能力と方向安定、ローリング性能と横安定、等々を評価した。その結果、おおむね良好な空力特性を有することを確認済みである⁽³⁾。

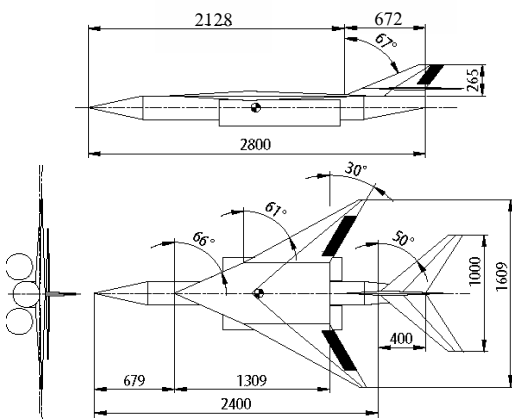


図1. M2006 形状

2.2 プロトタイプ機体の空力形状

風試による空力評価においては、壁の影響、スケール効果、気流の性質、等の誤差要因を免れ得ないため、有翼飛行体の空力特性・飛行性能の最終評価のためには飛行試験が欠かせない。そこで、上述の小型超音速飛行実験機の亜音速飛行特性を飛行試験によって検証するために、亜音速飛行に適合したプロトタイプ機体を設計・製作した。その形状・寸法を図2に示す。形状・寸法は超音速飛行実験機と概ね同等であるが、高迎角時の姿勢安定および制御性を確保するために、尾翼の後退角・アスペクト比を小さくするとともに、水平尾翼を全可動エレボンとし、主翼にはエルロンとフラップを備える。さらに、燃料・前脚 (引き込み脚)・アビオニクス機器の搭載性のために前胴部を延長している。この空力形状を M2006prototype と呼ぶ。

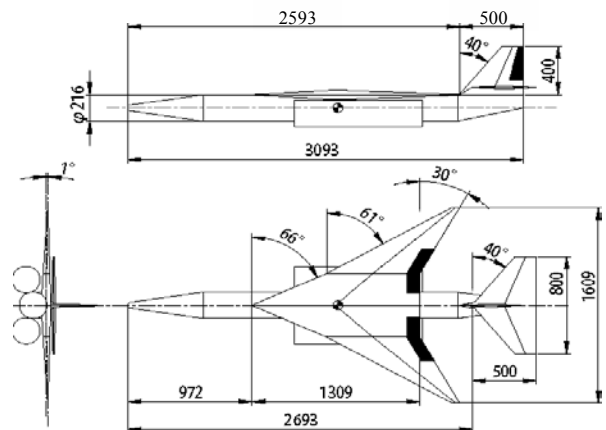


図2. M2006prototype 形状

2.3 第二世代実験機の空力形状と空力評価

ATR-GG エンジン (外径 216mm 程度) を一基搭載して、滑走・離陸、加速・上昇、およびマッハ2程度の超音速飛行までの一連の飛行が可能な機体形状として、図3の M2011 形状を設計している。主翼および尾翼の形状と位置関係は M2006 プロトタイプ機と相似としており、これによって M2006 形状の風試データやプロトタイプ機の飛行試験データを活用することができる。一方、飛行ミッションに応じて推進剤の所要搭載量が増えることを想定して、胴体全長はベースライン形状の 5.8m (推進剤搭載量 80kg、Nose-A) のほかに 6.8m (同 105kg、Nose-B) および 7.8m (同 130kg、Nose-C) の計3通りを想定している。

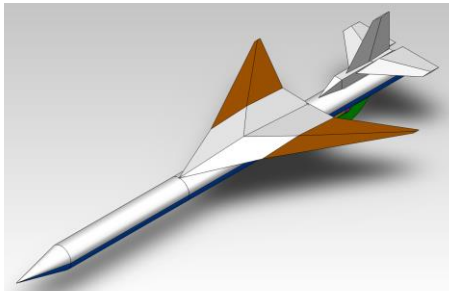
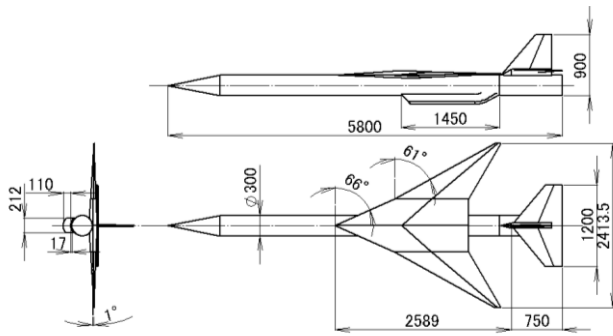
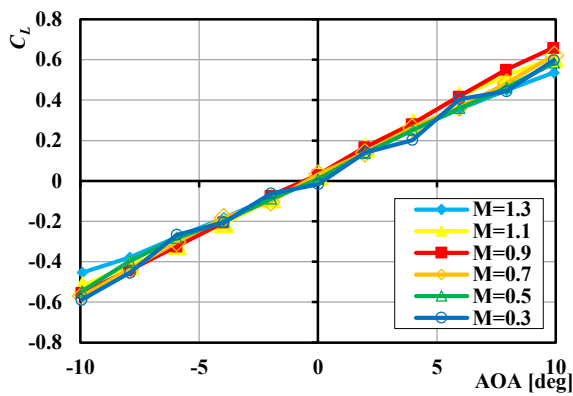
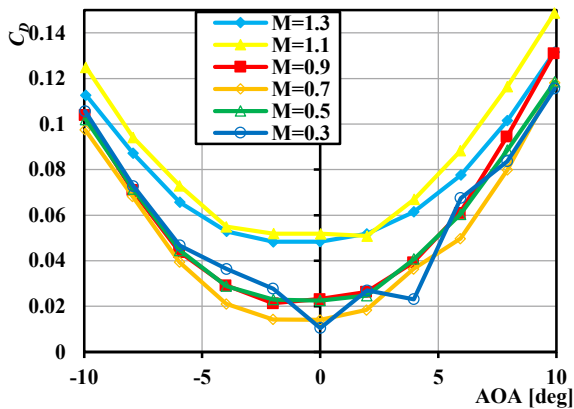


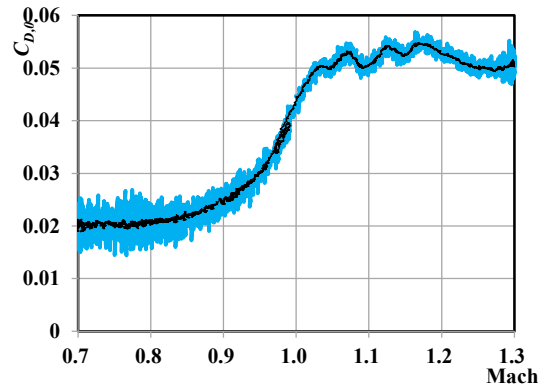
図 3. 第二世代空力形状 M2011



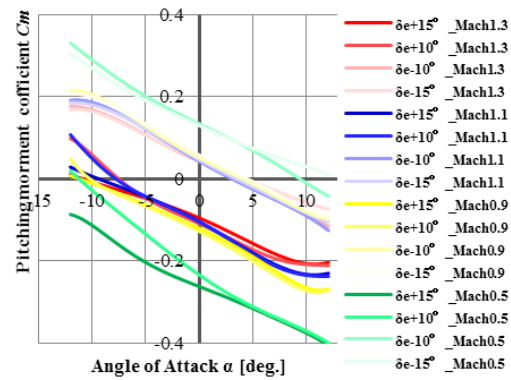
(a) 揚力係数



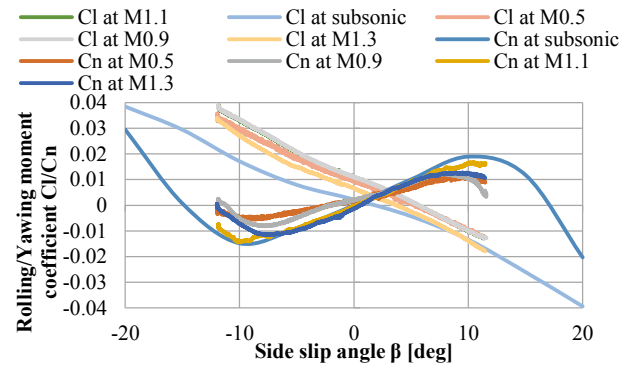
(b) 抗力係数



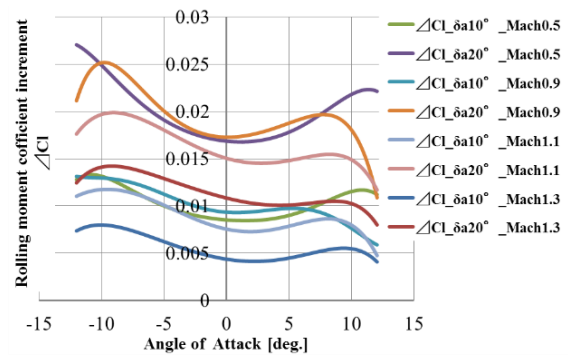
(c) 寄生抗力係数のマッハ数依存性



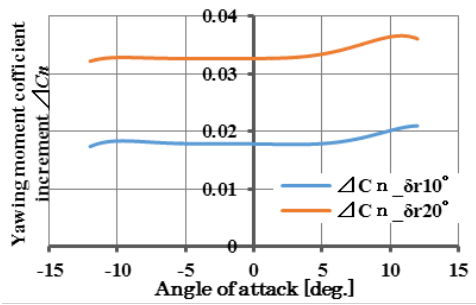
(d) ピッチングモーメント係数



(e) ローリングモーメントおよびヨーイングモーメント係数



(f) エルロン操舵によるローリングモーメント係数の増分



(g) ラダー操舵によるヨーイングモーメント係数
図 4. M2011 形状の縦および横の空力係数（モーメントの回転中心は主翼の空力中心）

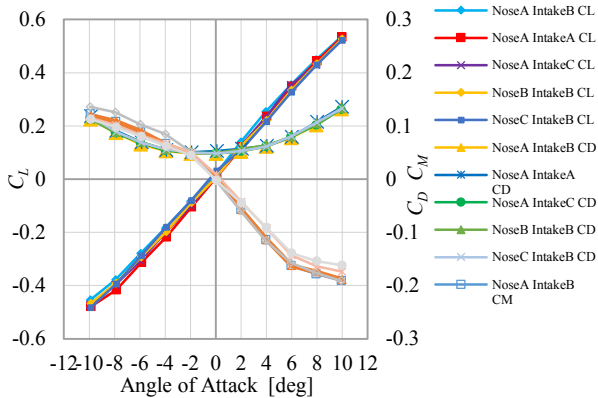


図 5. ノーズ長・インテーク長の異なる 5 通りの M2011 形状の縦の空力係数（マッハ 1.3）

この空力形状 M2011 について、JAXA/ISAS 高速気流総合実験設備において亜音速および遷音速風試（M0.3～1.3）を実施した。縦および横の空力係数を図 4 に示す⁽³⁾⁽⁴⁾。揚力係数については、迎角に対して良好な線形性が示されている。抗力係数については、エンジンを胴体内に収めることによって亜音速寄生抗力 0.02 程度を得ており、また、主翼の高後退角ゆえに遷音速域の抗力発散は極めて穏やかである。ピッチングモーメント係数 C_M については、種々のマッハ数および昇降舵角について迎角 α に対する C_M 曲線が概ね一様に右下がりであることから、ピッチング静安定が良好であると分かる。また遷音速域で昇降舵の効き（ピッチトリム能力）が半減することが示されているが、高動圧の遷音速域で必要な迎角は 1 度程度以下であることから問題ない。横滑りによるローリングモーメント（すなわち上反角効果）およびヨーイングモーメント（すなわち風見安定）についても、横滑り角 β が 10° 以下の範囲で良好な特性が示されている。エルロンそのものの効きについても遷音速域で半減するが、遷音速では強いマニュver を控えるので問題ない。ラダーの効きについて

も良好な特性が示されている。

また、ノーズ長・インテーク長の異なる 5 つの形状について、マッハ 1.3 における縦の空力係数の比較を図 5 に示す。揚力係数および抗力係数は、ノーズ長・インテーク長によってほとんど変化しない。ピッチングモーメントについては、ノーズ長が長くなる（ノーズ B, C）とピッチング静安定性（ $\alpha \sim C_M$ 曲線の負の傾き）が少し減じるが、問題ない程度である。

さらに、エンジンインテーク（空気取り入れ口）や角台（尾翼操舵系を収納するための垂直尾翼根の部位）の搭載、およびエンジン作動状態によるインテーク内の空気流量の変化によって全機抗力がどのように変わるかを亜音速・遷音速・超音速風試によって評価している⁽⁵⁾。

機体全体のロール操縦性能については、エルロンそのものの効きだけでなく、上反角効果、アドバースヨー効果、および風見安定が絡み合っ、高迎角条件でエルロンの効きが劣化したり逆効きとなる横制御発散（Lateral Control Departure）が生ずる可能性がある。その可能性を判定するための指標として、エルロン操舵のみによってロール制御する場合の aileron alone departure parameter (AADP)：

$$AADP = C_{n,\beta} - \frac{C_{n,\delta_a}}{C_{l,\delta_a}} C_{l,\beta} \quad (1)$$

およびラダー操舵を同時に用いる場合の lateral control departure parameter (LCDP)：

$$LCDP = C_{n,\beta} - \frac{C_{n,\delta_a} + k C_{n,\delta_r}}{C_{l,\delta_a} + k C_{l,\delta_r}} C_{l,\beta} \quad (2)$$

がある。ここで $k = \delta_r / \delta_a$ はラダー舵角とエルロン舵角の比であり、ラダーゲインと呼ばれる。AADP および LCDP がゼロになるとエルロン操舵によっては全くロール制御できなくなり、負になるとエルロン操舵とは逆の方向に機体がロールすることになる。M2006prototype 形状と M2011 Nose-C 形状について、風試データから推算された AADP および LCDP を図 6 に示す。M2006prototype 形状ではエルロンのみの操舵によって正のロール制御が可能な迎角範囲は $-13 \sim 19^\circ$ と見積もられるが、これに比して M2011 Nose-C 形状では、機首が長くなることによる風見安定の劣化によって、当該迎角範囲が $-9 \sim 12^\circ$ に狭まるものと予想される。離着陸時には 12° 以上の迎角は容易に発生することが別途の離着陸性能解析から分かっており、

AADP・LCDP 正の迎角範囲を拡大することが望まれる。そこでラゲイン 1.0 でラダー操舵を併用する場合の LCDP は図 6 の赤線の通りと推算され、迎角 17° 程度まで正のロール制御性が得られるものと期待される。

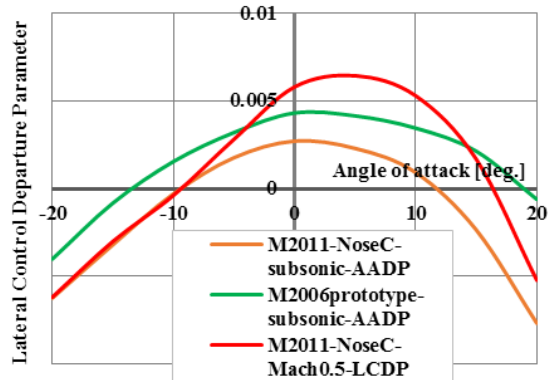


図 6. M2006prototype 形状と M2011 Nose-C 形状について、風試データから推算された AADP および LCDP

3 飛行性能予測

3.1 推力余裕

エンジンの設計解析から得られる推力マップと風試で得られた空力係数データを用いて、推力余裕（推力から寄生抗力を差し引いた値）のマップを描くと図 7 のとおりとなる。ここではエンジン回転数として定格の 5% 増しを仮定している。マッハ 1.0～1.5 の遷音速域において高度 11km 辺りに推力余裕の尾根が見られ、この尾根を通して超音速域まで加速することが効果的である。

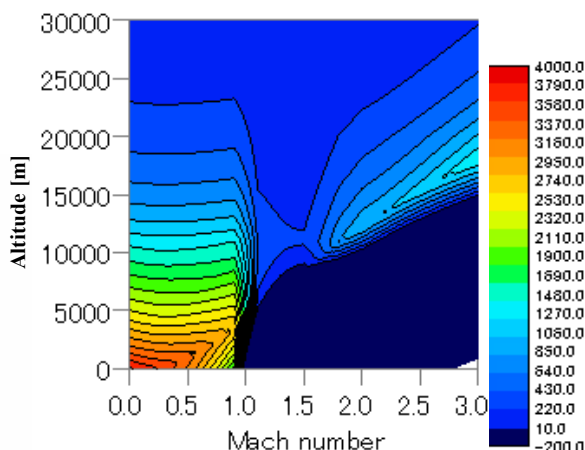
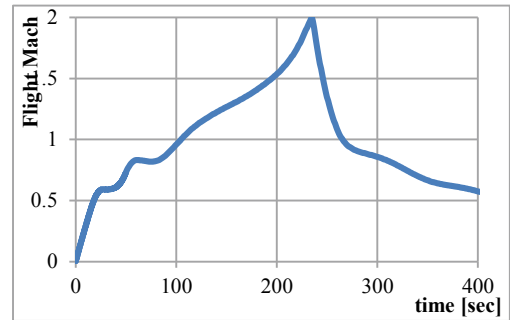


図 7. 第二世代機体の推力余裕マップ
(エンジン回転数 105%)

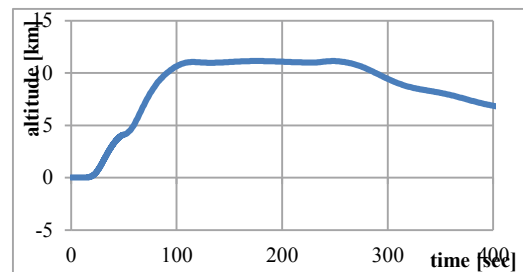
3.2 三自由度飛行解析

空力データ、機体構造設計から見積もられる機体質量データ、およびエンジン設計解析による推

力・比推力マップを用いて、3 自由度飛行経路解析を実施した。エンジン回転数を定格の 5% 増しにするとともに、燃料搭載量を 130kg (Nose-C、機体全長 7.8m に対応) とした場合の解を図 8 に示す。飛行マッハ数 2.0 に到達した瞬間に燃料が燃え尽きる解となっている。



(a) 飛行マッハ数の履歴



(b) 飛行高度の履歴

図 8. 飛行経路解析の解の例
(エンジン回転数 105%、燃料搭載量 130kg)

3.3 6 自由度飛行解析

風試に基づく空力モーメントの評価、および構造設計・艤装計画に基づく重心および慣性モーメントの推算が進んできたことから、これらの結果に基づく 6 自由度飛行解析を進めている⁽⁶⁾。重心の並進運動と同時に姿勢変化運動を解くことができるため、姿勢変化・姿勢安定を含めた実的な飛行性能を評価できると期待される。解析ツールとして MATLAB/Simulink を、外界表示として FlightGear を用いており、図 9 のようなマンマシン・インターフェースを用いることができる。飛行性能予測のほかの用途として、地上パイロットの無線操縦の訓練に活用できる。さらに、自律飛行のための誘導・制御システムの機能検証にも有用と考えられる。この 6 自由度飛行解析による飛行経路解の例を図 10 に示す。大樹町滑走路から離陸し、遷音速周回飛行をした後、滑走路まで帰還できることが示されている。

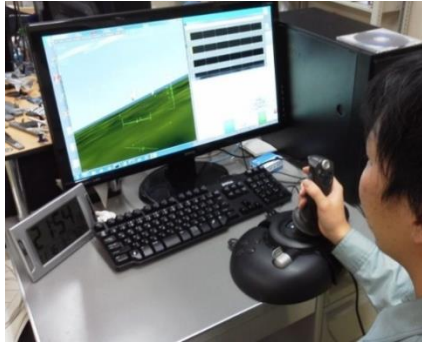
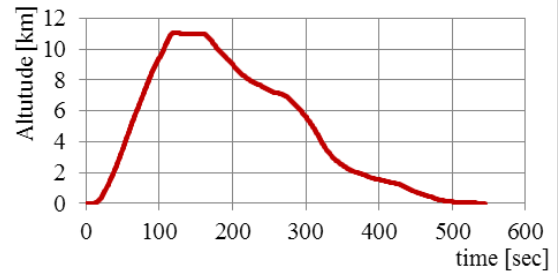


図9．6自由度飛行解析のマンマシン・インターフェース

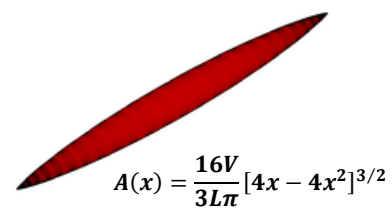
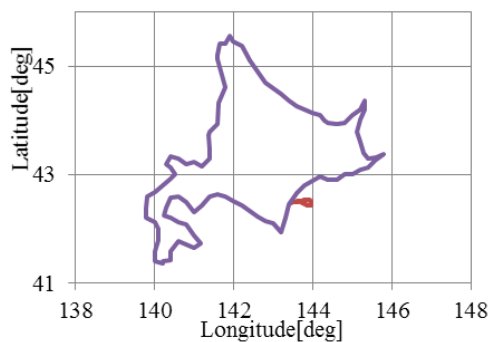


(d) 飛行高度の履歴

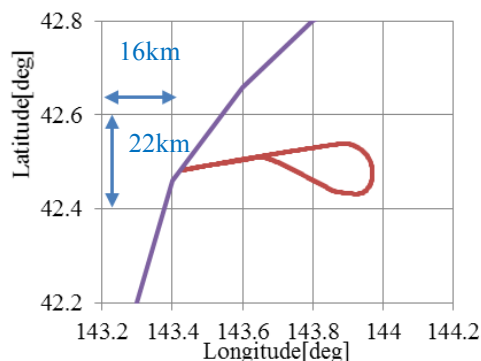
図10．6自由度飛行解析による解の例

4 エリアルールに基づく抗力低減の試み

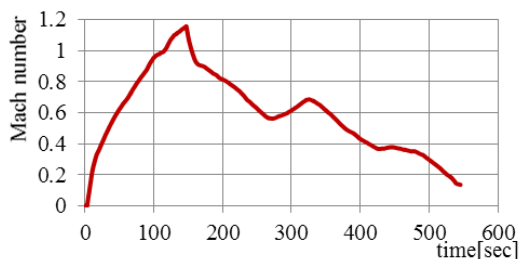
この第二世代実験機について、図7の推力余裕マップから、マッハ1.1～1.5の遷音速域において推力余裕が小さく加速性能が十分でないことが判る。そこで遷音速域における抗力低減が望まれ、これを実現するには、いわゆる「エリアルール（面積法則）」の適用が有用である。これは、非粘性超音速流における細長物体理論から導かれた法則であり、機軸方向の機体断面積分布を図11のような滑らかなSears-Haack形状⁽⁷⁾に近づけることによって造波抗力を低減できるとするものである。断面積分布の定義方法として、機軸上の点から発するマッハコーンで機体を切断したときの、下流側の切断円錐の側面積を用いる方法、底面積を用いる方法、上流側の切断円錐について同様に扱う方法、等、いくつかのバリエーションが提案されている⁽⁸⁾。ここでは、下流側の切断円錐の底面積を用いる方法を採用する。

図11．Sears-Haack形状⁽⁷⁾

(a) 飛行軌跡



(b) 飛行軌跡の拡大図



(c) 飛行マッハ数の履歴

この方法を用いて、第二世代実験機のM2011 Nose-C形状について、マッハ1.1における断面積分布を調べた結果を図12に示す。赤線で示されたSears-Haack形状に比べて、機首、主翼、および尾翼の断面積が大きく、さらに主翼と尾翼の間に大きくくびれが生じている。

そこで、この断面積分布を極力Sears-Haack形状に近づけるべく、以下の形状修正を加える。

- 1) 機首の形状を整える。
- 2) 主翼・尾翼を前方に移す。その際、空力特性の

大幅な変化を避けるために、主翼・尾翼の形状および距離は変えない。

- 3) 主翼・尾翼の間にバルジ (bulge: 出っ張り) を設ける。バルジは主脚格納庫として利用可能。
- 4) 主翼の翼根下面と胴体の間にフィレット (fillet) を設ける。これはエアリアルールに基づく修正ではなく、翼胴接合のための構造設計の観点、およびコーナー流れを整えて翼胴干渉抗力を低減する観点から設けるものである。

なお、エアリアルール適用の際、主翼と重なる胴体部分をくびれさせることが最も有効と考えられるが、これは同時に胴体構造および機装を圧迫することとなり、機体システム設計の上で損失も大きい。そこでここでは胴体を太らせる方向の形状修正を採用している。これらの修正をすべて適用することによって図 1 3 の形状を、また部分的に適用することによって図 1 4 の形状を得る。

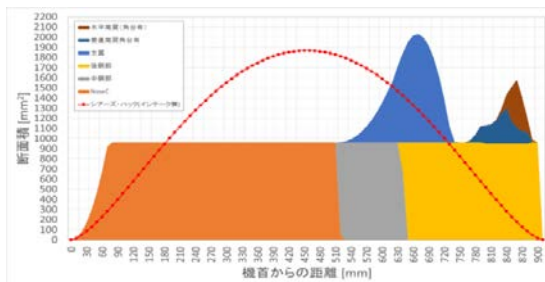
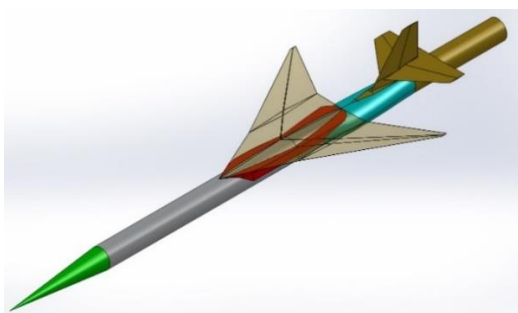
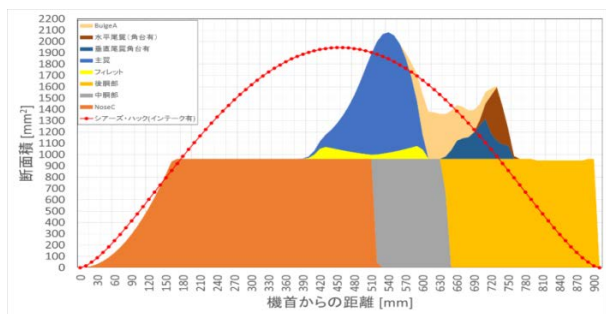


図 1 2. M2011Nose-C 形状のマッハ 1.1 における断面積分布

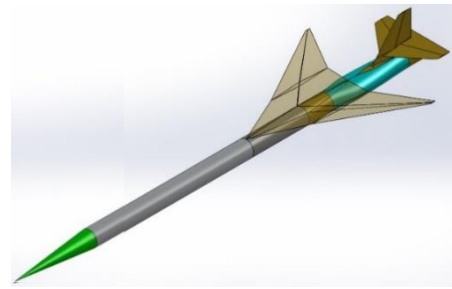


(a) 機体形状

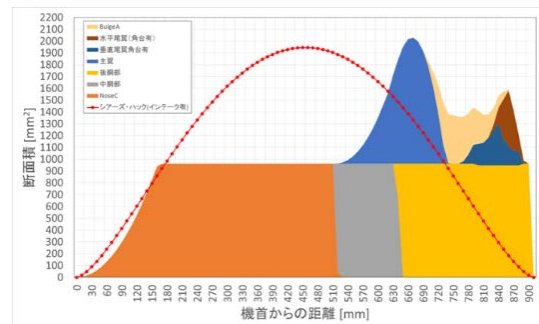


(b) マッハ 1.1 における断面積分布

図 1 3. エアリアルールを最大限適用した形状



(a) 機体形状



(b) マッハ 1.1 における断面積分布

図 1 4. エアリアルールを部分的に適用した形状

エアリアルールに基づく修正を部分的に適用した図 1 4 の形状について、遷音速風試および造波抗力解析を実施した。その結果を図 1 5 に示す。遷音速域 ($M1.1 \sim 1.3$) において抗力が 5~20% 低減できている。また、造波抗力解析の結果は、風試結果と良好な一致を示している。

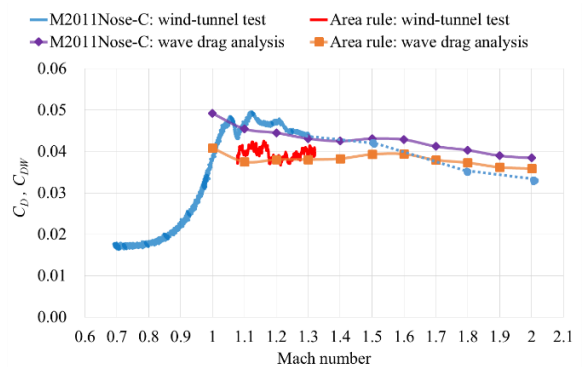


図 1 5. エアリアルール準拠形状の抗力

5 予備的飛行試験

5.1 第一世代実験機の予備的飛行試験

第一世代実験機の低速飛行性能を飛行試験で検証するために、M2006prototype 形状の機体を 2009 年度に製作した。その概観を図 1 6 に示す。この機体の構造様式は CFRP を主体とするセミモノコックであり、各種アンテナを搭載する機首は

GFRP としている。また、製作手順の簡便のために、小骨・円筐・縦通材等、成形の手間が大きい部材は木質としている。燃料を除く機体質量は 22.2kg、燃料搭載量 4.6kg、アビオニクス 0.2kg、総質量 27.0kg である。推進器としては市販のターボジェットエンジンを用いており、最大推力は 33kgf である。公募にもとづいて愛称を「オオワシ 1 号機」としている。

このプロトタイプ機体の飛行試験を、2010 年 8 月に白老滑空場（北海道白老町北吉原）にて実施した。操縦方法は地上パイロットによる無線操縦である。飛行特性データ取得のための機上アビオニクスとして、GPS/INS センサ、5 孔ピトー管を含むエアードータセンサ (ADS)、操舵信号収録装置、エンジンの電子制御ユニット (ECU)、および空撮ビデオカメラを搭載している。

離陸直後の加速上昇中の機体の様子を図 1 7 に示す。約 4 分 30 秒かけて白老滑空場上空を 6 周した。滑走・離陸および飛行は良好であり、姿勢安定および制御性に問題ないことが確認された。機上アビオニクスで収録されたデータのうち、GPS の位置情報による飛行経路を図 1 8 に示す。また、ADS データから推定される対気速度、迎角、および横滑り角の履歴を図 1 9 に示す。いずれも、離陸後の 6 週の周回飛行、すなわち 12 回の水平飛行と 12 回の右旋回に合致している。

機上取得された加速度データと、予め地上静止状態で取得されたエンジン推力データに基づいて、揚力係数および抗力係数を推定した結果を図 2 0 に示す。飛行中、機体姿勢の変化が比較的小さく概ねトリム状態が保たれていると思われる局面のデータを選んで用いている。飛行試験による揚力係数は風試データに良く一致している。抗力係数は値の散らばりが比較的大きく、さらに風試データに比べて寄生抗力係数が 0.03 程度大きくなっている。この値の散らばりは、地上静止状態で計測した推力値と実飛行状態での推力値の差異によるものと考えられる。また、寄生抗力の食い違いは、風試模型のエンジンナセルは円筒形 (flow through) であったのに比して、プロトタイプ機体のエンジンナセル内部にはエンジンマウント等の構造部材が突き出ていたためと考えられる。



図 1 6．M2006 プロトタイプ機



図 1 7．加速上昇中の機体の様子

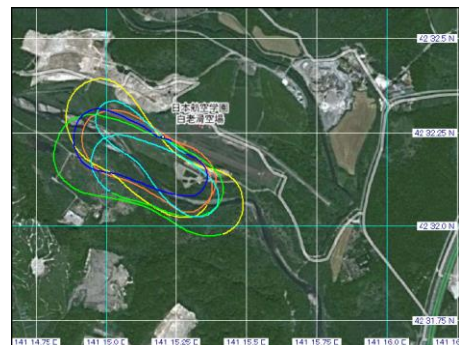


図 1 8．GPS 位置情報に基づく飛行経路

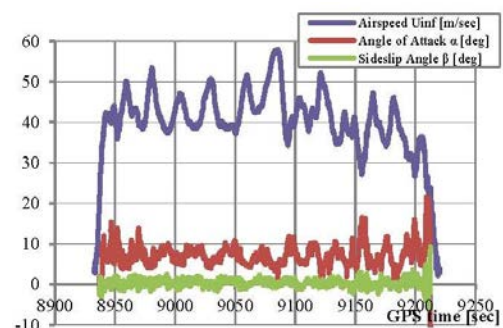
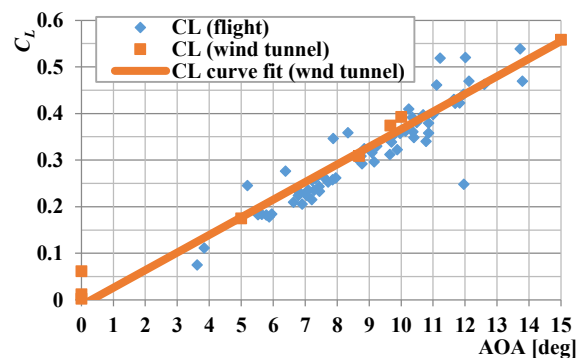
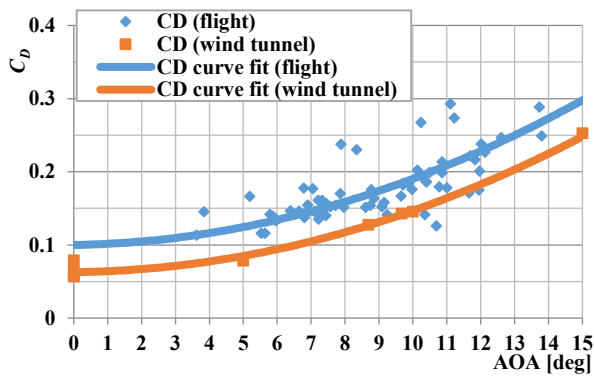


図 1 9．ADS データによる対気速度、迎角、および横滑り角



(a) 揚力係数



(b) 抗力係数

図 20. 機上計測に基づく揚力係数と抗力係数の推定

5.2 予備的飛行試験のための縮小機体の準備

空力特性・飛行特性を評価するために、繰り返し安全に飛行試験を実施することを狙って、無線操縦式の縮小機体を設計・製作している⁽⁹⁾。試作された第一世代実験機縮小機体（縮小比 1/2）を図 21 に、第二世代実験機縮小機体（縮小比 1/3）の設計を図 22 に示す。縮小比をこのように設定することによって、二種類の機体の間で主翼・尾翼の形状・寸法および胴体直径を共通化し、機体部品の共通化を図っている。これら縮小機体を用いた予備的超音速飛行試験を平成 26 年度に実施する計画である。



図 21. 試作された第一世代実験機の縮小機体（M2006prototype 形状、縮小比 1/2）

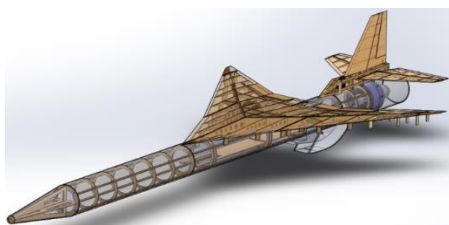


図 22. 第二世代実験機の縮小機体の設計（M2001 Nose-A 形状、縮小比 1/3）

6 結論

大気中を高速度で飛行するための基盤技術の飛行実証を目的として、フライングテストベッド

として小型超音速飛行実験機の構築を進めている。推進系として自主開発の反転軸流ファン式ターボジェットエンジン 2 発を搭載する第一世代実験機（M2006 形状）を研究し、その亜音速飛行特性を検証するために、おおむね同一形状・同一寸法のプロトタイプ実験機（M2006prototype 形状）を製作し、無線操縦による飛行試験を実施した。おおむね良好な飛行性能が実証された。

また、超音速飛行に一層適合した ATR-GG エンジンの自主開発とこれを一基搭載する第二世代実験機（M2011 形状）の設計を進めている。風試によって亜音速域および遷音速域でおおむね良好な空力特性が確認されているが、離着陸時の高迎角によるロール制御性の劣化が予測され、エルロン操舵と同時にラダー操舵を併用することが推奨される。3 自由度飛行経路解析によって、エンジン推力の若干の増強と十分な燃料搭載によって目標飛行マッハ数 2.0 に到達できるものと予測された。そこで、遷音速域の加速性能を改善するためにエリアルールに基づく空力形状修正を試み、造波抗力低減の可能性を確認した。さらに、実際の飛行性能予測のための 6 自由度飛行解析や、予備的飛行試験のための縮小機体の準備を進めている。

今後、空力形状の改良、超音速飛行に適合した CFRP 構造の設計・製作、ATR-GG エンジンの試作と性能評価、自律誘導制御系の構築、等を進め、超音速飛行可能なフライングテストベッドの実現を目指す。

文献

- (1) Ryojiro Minato, et al., “Development Study on Counter Rotating Fan Jet Engine for Supersonic Flight,” ISABE 2011-1233, Gothenburg, Sweden, September 12-16, 2011.
- (2) Minato R, et al., “Design and Performance Analysis of Bio-Ethanol Fueled GGcycle Air Turbo Ramjet Engine,” AIAA Aerospace Sciences Meeting 2012, Nashville, Tennessee, USA, January 2012.
- (3) Kazuhide MIZOBATA, et al., “Development of a Small-scale Supersonic Flight Experiment Vehicle as a Flying Test Bed,” 28th International Congress of the Aeronautical Sciences (ICAS), Brisbane, Australia, September 2012.
- (4) 鈴木祥弘、ほか、「室蘭工大の小型超音速飛行実験機（オオワシ）の操舵空力特性」、平成 25 年度宇宙輸送シンポジウム、STCP-2013-027、相模原、2014 年 1 月。
- (5) 大石栄、ほか、「小型超音速飛行実験機の風洞試験

に基づく機体抗力検討」、平成 24 年度宇宙輸送シンポジウム、STCP-2012-059、相模原、2013 年 1 月。

(6) 近藤賢、ほか、「室蘭工大の小型超音速飛行実験機の空力特性と飛行性能予測」、JSASS-2014-H026、日本航空宇宙学会北部支部 2014 年講演会、2014 年 3 月、仙台。

(7)http://en.wikipedia.org/wiki/Sears%E2%80%93Haack_body

(8) V. R. Nikolic and E. J. Jumper, “Two Simplified Versions of Supersonic Area Rule,” Journal of Aircraft, Vol. 42, No. 2, March–April 2005, pp.551-555.

(9) 渡口翼、ほか、「室蘭工大の小型超音速飛行実験機の予備的飛行試験」、JSASS-2014-H027、日本航空宇宙学会北部支部 2014 年講演会、2014 年 3 月、仙台。